

基于北斗的湍流区航发鲁棒控制算法设计

侯平步^{1,3}, 李佳昊², 闫鸿宇², 薛焱洁², 韩郑弘⁴

(1. 中国民航大学 安全科学与工程学院, 天津 300300;

2. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300;

3. 中国民用航空华北地区空中交通管理局, 北京 100621;

4. 中国商用飞机有限责任公司 北京民用飞机技术研究中心, 北京 102200)

摘要:针对大气湍流对航空发动机造成的扰动影响和安全性问题,提出了一种基于北斗通信的湍流区航空发动机鲁棒控制算法。首先基于北斗卫星导航系统对前机测量得到的湍流区物理信息进行通信,设计报文内容及编码,建立信息发送判定逻辑。根据报文信息实现控制器参数的自适应调节,形成航空发动机自适应高增益鲁棒控制算法。为验证所提出方法的有效性,针对DGEN380型发动机进行仿真,仿真结果表明,提出的控制算法相比传统的PI控制算法在抗扰能力上有所提升,可以使航空发动机高、低压转子转速处于设计的偏差量内,具有良好的抗扰效果。

关键词:航空发动机;发动机控制;北斗短报文通信;鲁棒控制算法

中图分类号:TP273 文献标识码:A 文章编号:1003-7241(2025)05-0001-06

A Robust Control Algorithm for Aeroengine in Atmospheric Turbulent Based on Beidou

HOU Ping-bu^{1,3}, LI Jia-hao², YAN Hong-yu², XUE Yan-jie², HAN Zheng-hong⁴

(1. College of Safety Science and Engineering, Tianjin 300300 China;

2. College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300 China;

3. North China Regional Air Traffic Management Bureau of Civil Aviation Administration of China, Beijing 100621 China;

4. Beijing Aircraft Technology Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China Limited, Beijing 102200 China)

Abstract: A robust control algorithm based on Beidou communication is proposed to solve the disturbance effect and safety problems caused by atmospheric turbulence on aeroengine. Firstly, based on the Beidou navigation satellite system, the physical information of turbulence region measured by the foreplane is communicated, the message content and coding are designed, and the decision logic of information sending is established. According to the message information, the controller parameters can be adjusted adaptively, and the aeroengine adaptive high-gain control algorithm is formed. In order to verify the effectiveness of the proposed method, DGEN380 aeroengine is simulated. The simulation results show that compared with the traditional PI control algorithm, the control algorithm proposed in this paper can improve the anti-disturbance ability, which can make the high and low pressure rotor speeds of the aeroengine within the designed deviation, and has a good anti-disturbance effect.

Keywords: aeroengine control; engine control; beidou short message communication; robust control

0 引言

大气湍流是大气中一种不规则的气流随机运动,会造成飞机颠簸,美国国家运输委员会曾统计,其产生的飞行事故占由天气原因产生飞行事故总数的65%^[1]。目前空中交通管理系统一般通过多普勒雷达对大气湍流天气进行预警,但由于其生成的随机性,通过临时更改航路以避免航空器进入湍流区的方法在航空器巡航阶段难以实

现^[2]。由于大气湍流具有压强、速度、温度等物理特性随机涨落的特点^[3],使航空发动机内部各部件间气体流动状态不稳定,从而影响发动机的转速、推力,甚至造成航空发动机的掉功率、停车,严重威胁飞行安全^[4]。因此,当航空器进入大气湍流区域内时,保障航空发动机的稳定工作,给予民机指令推力成为航空发动机控制系统的重要任务。

针对大气湍流环境下航空发动机的抗扰控制问题,Kopasakis等曾面向大气湍流环境通过传递函数和扰动频率建立时域模型^[5],刘云霄等曾针对某型号发动机通过

*基金项目:科技部国家重点研发计划项目(2022YFC3002502)

收稿日期:2023-12-13

线性自抗扰控制(linear active disturbance rejection control, LADRC)、比例积分微分(proportional-integral-derivative, PID)等控制方法设计航空发动机控制器^[6],通过干扰抵消的控制方法对航空发动机进行自抗扰控制,并取得了良好的控制效果^[7]。但实际飞行过程中,大气湍流区内的物理特征信息变化频率较高,航空器传感器并不能对湍流内部各物理特征的随机涨落进行良好的测量与追踪,这可能导致实际的发动机控制系统工作效果与仿真情况不符。

当无法及时获得精确的扰动信息时,干扰抵消的控制方法难以取得良好的控制效果,但当可以获得干扰信号的某些干扰特征时,可以通过干扰抑制的自抗扰方法保障被控对象的有效运行。常用的干扰抑制方法有高增益控制方法及H_∞控制方法^[8]。高增益控制方法通过对加大偏差项增益,以减小扰动对于被控对象的影响以实现干扰抑制效果。在进行大气湍流区内的航空发动机鲁棒控制时,该方法只需要一定的大气湍流区物理特征信息,这避免了实时测量扰动信息的难度。

高空气球是一种获得大气湍流区域内部物理特征信息的常用手段^[9],但由于大气湍流产生的随机性与高空气球本身的不灵活使用,这种方法很难给予航空器有效的信息。北斗卫星导航系统是由我国自主研制,可在全球范围内全天候、全天时为各类用户提供高精度、高可靠定位、导航、授时服务,并具备短报文通信能力的卫星导航系统^[10]。将起到高空气球作用的前机在扰流区内获得的物理信息通过北斗卫星导航系统向临近区域内后机传递,使后机航空发动机控制系统针对该信息在线设计控制律,可以有效保障航空发动机的安全工作。

本文通过北斗短报文实现湍流信息传递,基于航空器冲突探测思想确定信息传递范围,建立大气湍流模型并对北斗短报文设计编码,针对获得信息设计航空发动机自适应高增益控制算法。通过Matlab/Simulink对设计的控制器进行仿真,证明该控制器可以为湍流区内航空发动机的安全运行提供良好保障。

1 湍流信息发送判定

面向湍流区的物理特征通信系统由北斗机载设备和地面指挥中心组成。北斗机载设备主要用于实现航空器定位、湍流区信息收集、短报文发送和接收功能。地面指挥中心主要用于实现报文解析、发送对象选择、短报文发送生成功能。

当地面指挥中心接收到湍流信息时,应将湍流信息通过短报文发送给航空器,然而当航空器距离湍流区较远时,该报文会丧失发送意义,为避免信息资源的浪费,应对航空器进行选择。

本文针对湍流区及其附近空域进行空域及湍流信息通信建模,所建立的空域及通信模型如图1所示。

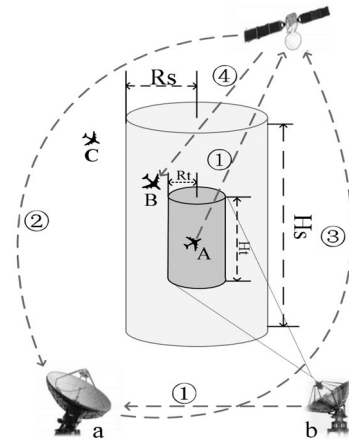


图1 湍流区及其附近的空域及湍流信息通信模型

图1中,雷达a表示地面指挥中心雷达,雷达b表示空中管理系统中用于观察天气的多普勒雷达,灰色区域为湍流区,Rt、Ht为已测得的湍流区域大小,而被发送区域为斜线区域,其大小被Rs、Hs表示。Rs、Hs的计算公式分别如式(1),式(2):

$$Rs = Rt \times \lambda_1 \tag{1}$$

$$Hs = Ht \times \lambda_2 \tag{2}$$

式中, λ_1 、 λ_2 为系数。

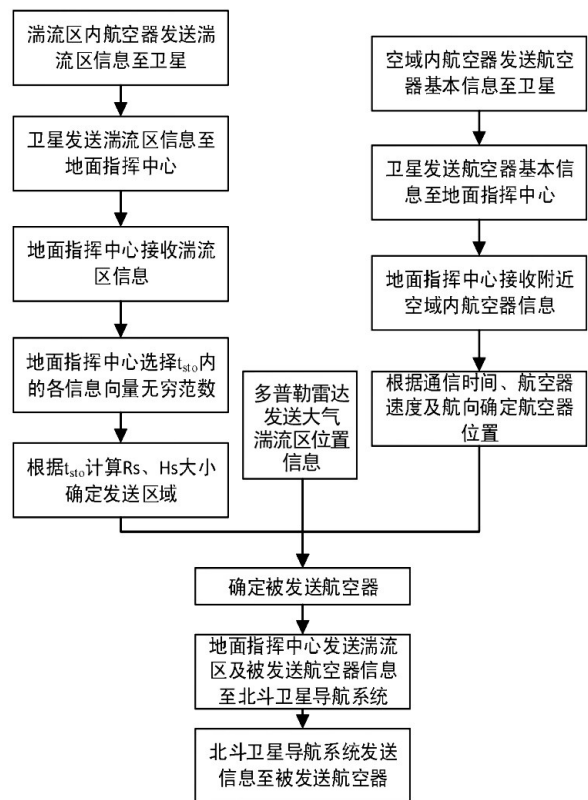


图2 报文发送判定逻辑

如图2所示,湍流区内的航空器A将测得的湍流区内

数据,发送至卫星,卫星接收到该信息后将其发送至地面指挥中心,指挥中心在接收到卫星发送的信息同时,接收多普勒雷达发送的大气湍流区域位置信息,综合两项信息对空域内航空器进行判定,并将信息发送给被发送区内的航空器。如图1所示,航空器B处于被发送区内,航空器C处于被发送区外,故只对航空器B发送湍流区信息。

由于受通信速度和航空器速度及航向的影响,航空器位置应指航空器接收到信息时的所在位置。综上,本文所提出的报文发送判定逻辑如图2所示。

2 大气湍流物理特征信息

2.1 大气湍流模型

大气湍流内的物理特征信息首先通过航空器传感器在飞行过程中捕获得到,随后航空器进行迭代记录各物理特征值,最终将该物理特征值发送给北斗卫星导航系统。对于航空发动机而言,大气湍流引起的环境扰动主要体现在压力、温度、马赫数改变时,航空发动机发生的进气畸变导致航空发动机转速(推力)的改变,Kopasakis模型对大气湍流引起的压力、温度以及马赫数信息改变进行建模,该模型通过四个传递函数表征了大气湍流对于不同环境参数的影响,其模型表达式如式(3)至式(6)所示^[5]。

$$G_{PT}(s) = \frac{37.96G'_1}{G'_2} \quad (3)$$

$$G_{TT}(s) = \frac{41.75G'_1}{G'_2} \quad (4)$$

$$G_{TA}(s) = \frac{k_0 Ma R 20.88G'_1}{a_0 G'_2} \quad (5)$$

$$G_{LA}(s) = \frac{8.74G'_3}{G'_4} \quad (6)$$

式中, $G_{PT}(s)$ 、 $G_{TT}(s)$ 、 $G_{TA}(s)$ 、 $G_{LA}(s)$ 分别表征了大气湍流对环境压力的影响、大气湍流对环境温度的影响、大气湍流导致温度变化后对速度的影响以及大气湍流本身对于速度的影响, $G'_1=(s/33+1)(s/45.6+1)(s/602.4+1)$, $G'_2=(s/1.1+1)(s/25.1+1)(s/109.8+1)(s/816.3+1)$, $G'_3=(s/9.2+1)(s/55+1)(s/335.5+1)$, $G'_4=(s/1.46+1)(s/30.1+1)(s/85.7+1)(s/1593.1+1)$ 。 Ma 表示当前马赫数, a_0 表示当前高度下的声速。该模型的输入一般为一系列具有单位幅值的谐波输入。

以上,即可得到针对航空发动机扰动的大气湍流模型。

2.2 短报文设计

北斗短报文通信协议中,报文格式一般如表1所示^[11]。

表1 短报文格式

| 报头 | 本机地址 | 帧头 | 目标用户地址 | 电文内容 | 校验和 |
|--------|--------|-------|--------|-------------|-------|
| 20 bit | 24 bit | 8 bit | 24 bit | 最长1 680 bit | 8 bit |

民航使用的北斗机载设备中,电文长度一般限制为

628 bit^[12-13],为使短报文覆盖需传达信息,应对电文内容进行设计。

电文内容应包括航空器信息和湍流区物理特征信息。航空器作为数据收集端,其信息设计如表2所示。

大气湍流对航空发动机造成的扰动主要来自大气扰动导致的压力、温度、马赫数,而后续控制算法的设计主要需要扰动的极限值,因此湍流区物理信息报文格式设计如表3所示。

表2 数据收集端的航空器信息电文内容格式

| 报文标志位 | 经纬度指示 | 经度 | 纬度 | 高度 | 速度 | 航向 | 湍流区内耗时 | 时间 |
|--------|-------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| 16 bit | 4 bit | 32 bit | 32 bit | 16 bit | 16 bit | 16 bit | 80 bit | 24 bit |

表3 湍流区物理信息电文内容格式

| 温度变化最大值 | 压力变化最大值 | 速度变化最大值 |
|---------|---------|---------|
| 16 bit | 16 bit | 16 bit |

其中,航空器信息报文中,一些字段可使用现行通用格式^[14],对于无通用格式的“湍流区内耗时”字段,本文定义格式如表4所示。

表4 “湍流区内耗时”字段格式

| 初始标志位 | 时 | 分 | 秒 | 结束标志位 | 时 | 分 | 秒 |
|--------|-------|-------|-------|--------|-------|-------|-------|
| 16 bit | 8 bit | 8 bit | 8 bit | 16 bit | 8 bit | 8 bit | 8 bit |

湍流区物理信息报文中各字段格式如表5所示。

表5 湍流区物理信息报文中各字段格式

| 整数部分 | 小数部分 |
|-------|-------|
| 8 bit | 8 bit |

地面指挥中心接收到数据信息后,对该信息进行如下方式处理:

- (1) 将3项数据按时序进行排列,形成3组列向量;
- (2) 对一定时间 t_{sto} 内的时序数据进行保留,删除过早数据,形成新的3组向量;
- (3) 对3组向量分别求取其向量无穷范数。

以上,即获得了湍流区对航空发动机产生的最大干扰信息。地面指挥中心将该信息通过短报文发送给待进入湍流区航空器,航空器在获得湍流区信息后即可针对该信息进行发动机控制策略的调整。地面指挥中心发送的北斗短报文格式如表6所示。

表6 地面指挥中心发送的短报文电文内容格式

| 湍流标志位 | 温度变化最大值 | 压力变化最大值 | 速度变化最大值 |
|--------|---------|---------|---------|
| 16 bit | 16 bit | 16 bit | 16 bit |

3 航空发动机控制算法设计

3.1 受湍流区扰动的航空发动机模型

基于模型的控制一般通过被控对象的数学模型设计控制算法。航空发动机是一个具有强非线性的系统,其非线性数学模型一般如式(7):

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= F(\mathbf{x}, u, t, \omega) \\ \mathbf{y} &= G(\mathbf{x}, u, t) \end{aligned} \quad (7)$$

式中, $\mathbf{x}=[n_H, n_L]^T$ 为航空发动机系统的状态变量, n_H 、 n_L 分别为航空发动机高压转子转速和低压转子转速, $u=[wf]^T$ 为系统的输入, 即燃油流量, $\mathbf{y}=[n_H]^T$, $\omega=[P, T, Ma]^T$ 为扰动量, P 、 T 、 Ma 分别为大气环境压力、温度及马赫数, 表征 P 、 T 、 Ma 对航空发动机的扰动情况。对式(7)在设计点处进行分段线性化, 即可得到在该设计点处的分段线性化模型如式(8)^[15]:

$$\begin{cases} \Delta \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}(\mu) \cdot \Delta \mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(\mu) \cdot \Delta \mathbf{u}(t) + \mathbf{M}(\mu) \cdot \Delta \boldsymbol{\omega}(t) \\ \Delta \mathbf{y} = \mathbf{C}(\mu) \cdot \Delta \mathbf{x}(t) + \mathbf{D}(\mu) \cdot \Delta \mathbf{u}(t) \end{cases} \quad (8)$$

式中, \mathbf{A} 、 \mathbf{B} 、 \mathbf{C} 、 \mathbf{D} 、 \mathbf{M} 为适维矩阵, 是在设计点处泰勒展开后所得的一阶导数项构成的矩阵, 其系数一般通过小扰动法进行计算, 不同的 μ 值表征了不同的设计点。含 Δ 项为偏差项, 即当前工作状态距离设计点的偏差值。

当航空器进入大气湍流区时, 大气环境参数的变化会被航空器传感器测量到, 并给予航空发动机一定影响, 当传感器感知到环境参数变化超过一定阈值时, 即可通过北斗卫星导航系统接收到的数据进行控制算法切换并进行自适应控制。该控制系统的控制架构模型如图3所示。

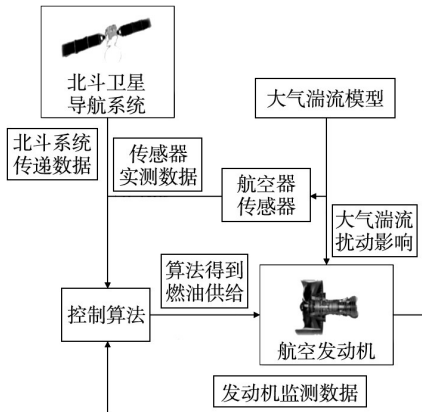


图3 控制系统架构模型

3.2 自适应高增益鲁棒控制算法设计

大气湍流导致的环境参数变化影响会使航空发动机状态偏离当前设计点, 因此本文控制目标为: 使航空发动机在受大气湍流影响时, 状态变量所受影响低于设计阈值, 不影响其正常工作, 以保障航空器飞行安全。即在式(9)的情况下, 满足式(10)条件。

$$e = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n (x_{di} - x_i) \quad (9)$$

$$e \rightarrow 0 \quad \parallel |e| \leq \theta \quad (10)$$

式中, x_i 表示当前高、低压转子转速值, x_{di} 为高、低压转子转速目标, 面向式(4)即为0, e 为当前状态与目标状态的偏差值, θ 为设计阈值。

本文设计的控制律如式(11):

$$u = \mathbf{B}_{sp}(ke + \dot{\mathbf{x}}_d + u_{aux} - \mathbf{x}^T \mathbf{A}_{sp}) \quad (11)$$

式中, $\dot{\mathbf{x}}_d$ 在本文中恒为0, 为设计点导数, $\bar{\mathbf{A}}$ 、 $\bar{\mathbf{B}}$ 分别为 \mathbf{A} 、 \mathbf{B} 矩阵的增广形式, 如式(12)–式(13)所示。 u_{aux} 为干扰抑制项, 可表示为式(14):

$$\mathbf{A}_{sp} = \begin{bmatrix} a_{11} + a_{21} \\ a_{12} + a_{22} \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\mathbf{B}_{sp} = \begin{bmatrix} (b_1 + b_2)^{-1} \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$u_{aux} = \frac{1}{\varepsilon} \rho^2 e \quad (14)$$

式中, ρ 表示大气湍流引起环境参数改变后对于高、低压转子转速影响的最大值, 即如式(15):

$$\rho = \sum_{i=1}^2 (\mathbf{M}_{i,j} \boldsymbol{\omega}) \quad (15)$$

式中, $\mathbf{M}_{i,j}$ 表示 \mathbf{M} 矩阵的第 i 行元素构成的行向量。 k 、 ε 为根据设计阈值 θ 设计的参数。

取 Lyapunov 函数如式(16):

$$V = \frac{1}{2} e^2 \quad (16)$$

则有:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= e \cdot \dot{e} \\ &= -e[\mathbf{x}^T \mathbf{A}_{sp} + (b_1 + b_2)\mathbf{B}_{sp}(ke + \frac{1}{\varepsilon} \rho^2 e - \mathbf{x}^T \mathbf{A}_{sp}) \\ &\quad + \mathbf{M}_{1,j} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{M}_{2,j} \boldsymbol{\omega}] \\ &= -e(ke + \frac{1}{\varepsilon} \rho^2 e + \mathbf{M}_{1,j} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{M}_{2,j} \boldsymbol{\omega}) \end{aligned} \quad (17)$$

$$\begin{aligned} &\leq -ke^2 - \frac{1}{\varepsilon} |\rho|^2 |e|^2 + |\rho||e| \\ &= -ke^2 + |\rho||e|(1 - \frac{1}{\varepsilon} |\rho||e|) \end{aligned}$$

此时, 当 ε 取足够小时, 使近乎全时间下有 $|\rho||e| \geq \varepsilon$, 由于:

$$\begin{aligned} (1 - \frac{1}{\varepsilon} |\rho||e|) &\leq 0 \\ \Rightarrow |\rho||e|(1 - \frac{1}{\varepsilon} |\rho||e|) &\leq 0 \end{aligned} \quad (18)$$

$$\Rightarrow \dot{V} \leq -ke^2$$

$$\Rightarrow \dot{V} \leq 0$$

此时, 系统稳定。当 $|\rho||e| \leq \varepsilon$ 时, 由于 ε 足够小, 故 $|e|$ 为一个极小值。

本文通过遗传算法对 ε 、 k 进行寻优, 由于 e 并未单独考虑高、低压转子转速偏差, 故适应度函数设计如式(19):

$$J = n_H^2 + n_L^2 \quad (19)$$

当航空器进入湍流区时,转速在发生一定变化量时,控制率由传统的比例积分(proportional-integral,PI)控制切换至自适应高增益鲁棒控制算法。特别地,当湍流区内大气环境突破北斗卫星导航系统的发送信息时,控制系统将更新 ρ 值,实现了控制算法的自适应。

4 仿真与分析

针对EDGN380型号发动机最大连续爬升状态在MATLAB/Simulink中仿真,此时飞行高度为3.048 km,飞行马赫数为0.338 Ma,分段线性化模型中的矩阵系数如式(20)所示。

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -1.1313 & -0.0135 \\ -0.0076 & -0.8448 \end{bmatrix} \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 35.8262 \\ 24.1795 \end{bmatrix} \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad \mathbf{M} = \begin{bmatrix} -0.042 & -0.234 & -0.0054 \\ 0.2744 & -0.292 & 0.00946 \end{bmatrix}$$

通过MATLAB/Simulink中的Uniform Random Number模块构建湍流输入,设置输入在[-1,1]区间内。此时,湍流区内环境压力、温度、马赫数最大变化值分别为10 kPa、20 K、0.1 Ma。将该信息通过北斗卫星导航系统发送至航空发动机控制器中,在该最大扰动情况下通过本文设计的自适应高增益鲁棒控制器对扰动进行干扰抑制控制,航空发动机高、低压转子转速响应曲线如图4所示。

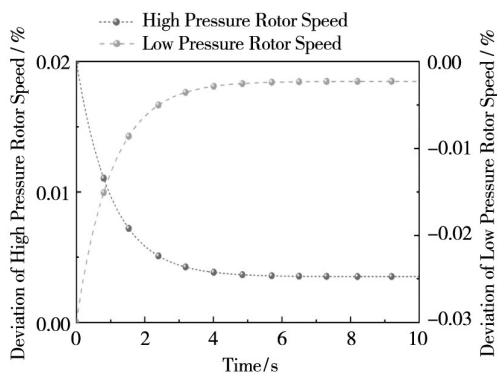


图4 最大扰动时高、低压转子转速响应曲线

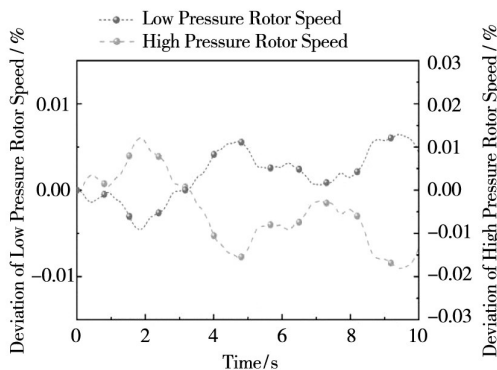


图5 大气湍流区内高、低压转子转速响应曲线

如图4所示,该自适应高增益鲁棒控制器可以将高低压转子转速分别控制在1.84%和2.47%的偏差范围内。当航空器进入湍流区内时,湍流区内的环境参数变化剧烈,并非恒定于最大扰动值处时,自适应高增益鲁棒控制器控制下的高、低压转子转速响应曲线如图5所示。

如图5所示,在低压转子转速方面,本文设计的自适应高增益鲁棒控制器可以将低压转子转速的偏差量控制在1%以内,相比传统PI控制算法提升了1.5%的抗扰效果。同时,在高压转子转速方面,自适应高增益鲁棒控制器将其偏差量控制在设计点的1.5%以内,仿真表明,在大气湍流的物理特征浮动不超出北斗卫星导航系统传输的最大物理特征信息时,本文设计自适应高增益鲁棒控制器可以实现兼顾了高、低压转子转速的干扰抑制。

当大气湍流造成的扰动突破北斗卫星导航系统发送的环境参数最大值时,控制器会记录新产生的最大值并根据该最大值重新定义 ρ 值,实现控制器参数的自适应。将Uniform Random Number模块输入区间扩大,此时大气湍流对环境参数造成的影响及 ρ 值变化情况如图6所示。

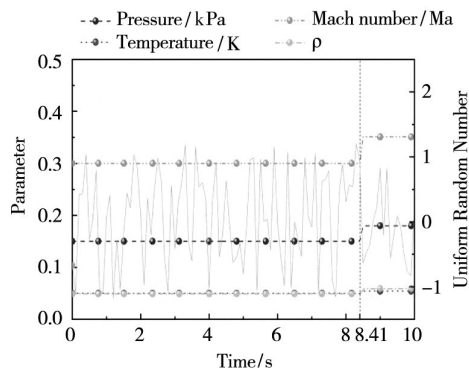


图6 环境参数及 ρ 值变化情况

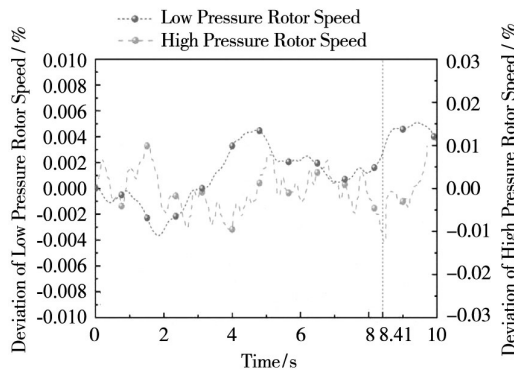


图7 数据突破时高、低压转子转速响应曲线

图6中,随时间变化的随机信号表示Uniform Random Number模块的输入值,8.41 s时由于输入值的改变导致各环境参数变化量突破了北斗卫星导航系统此前发送的数据时,因此控制器更新 ρ 值,并重新代入到后续的控制中。在此情况下,航空发动机高、低压转子转速响应曲

(下转第18页)